

Самолет ТУ-134

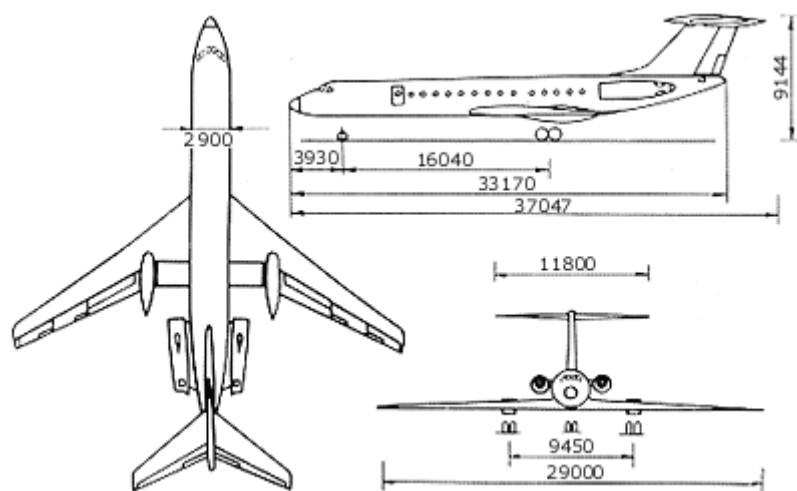


Рис.1 Общий вид.

H, km

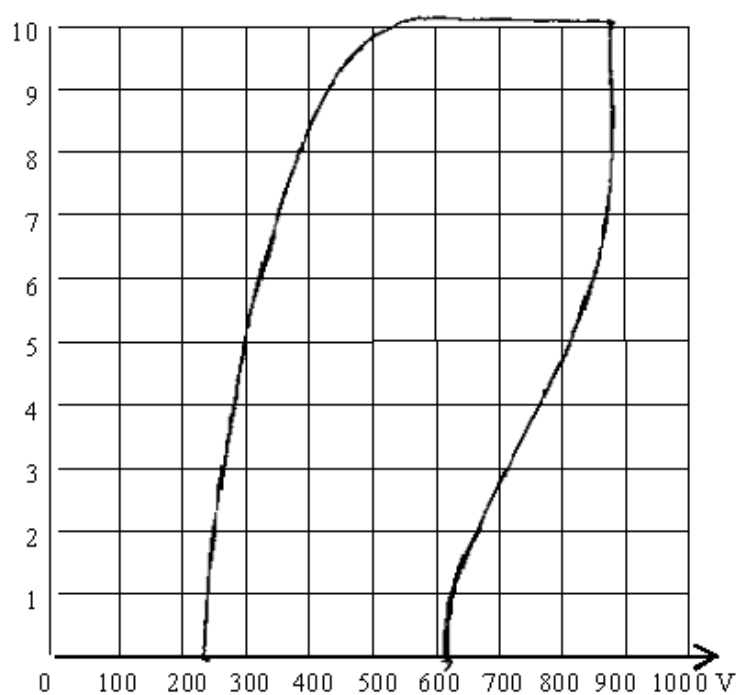


Рис.2 Полётная область.

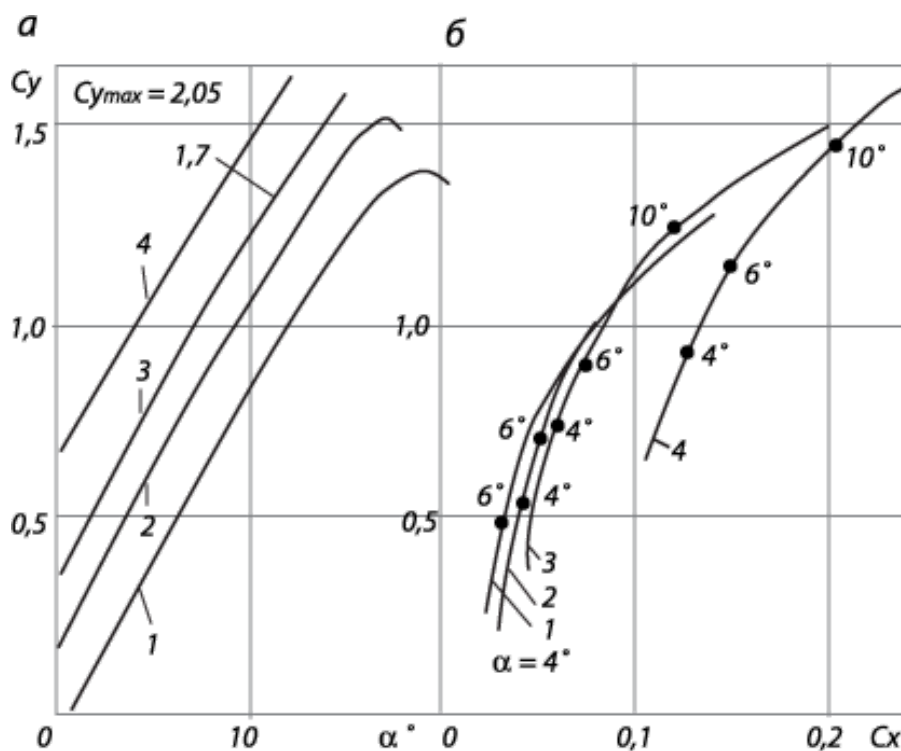


Рис.3 Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и поляры (б):
 1) $\delta_3 = 0^\circ$; 2) $\delta_3 = 10^\circ$; 3) $\delta_3 = 20^\circ$; 4) $\delta_3 = 38^\circ$ - для чисел $M < 0,4$.

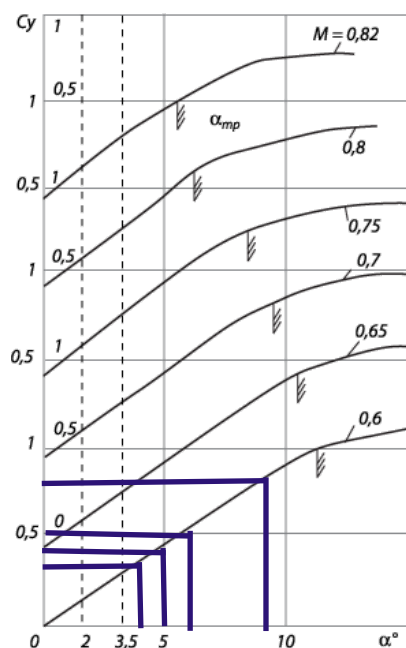


Рис.4 Влияние числа M на зависимость $C_y = f(\alpha)$.

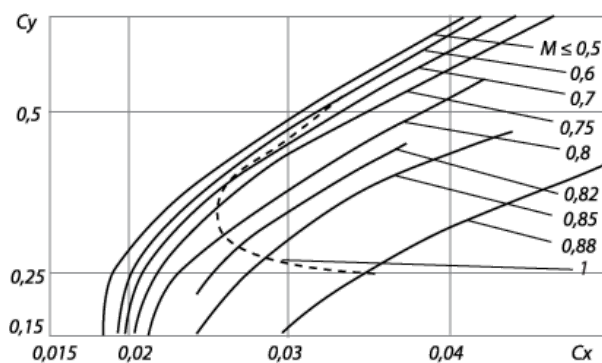


Рис.5 Поляры при полете с большими числами Маха, 1 — поляра режимов горизонтального полета.

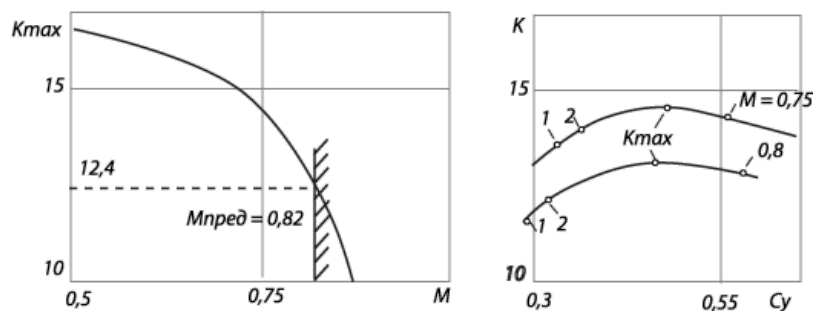


Рис.6 Зависимость максимального аэродинамического качества K_{max} от числа M полета и зависимости аэродинамического качества от коэффициента подъемной силы для крейсерских чисел M полета:
 1) $G = 40$ тс, $H = 10000$ м; 2) $G = 45$ тс, $H = 10000$ м.

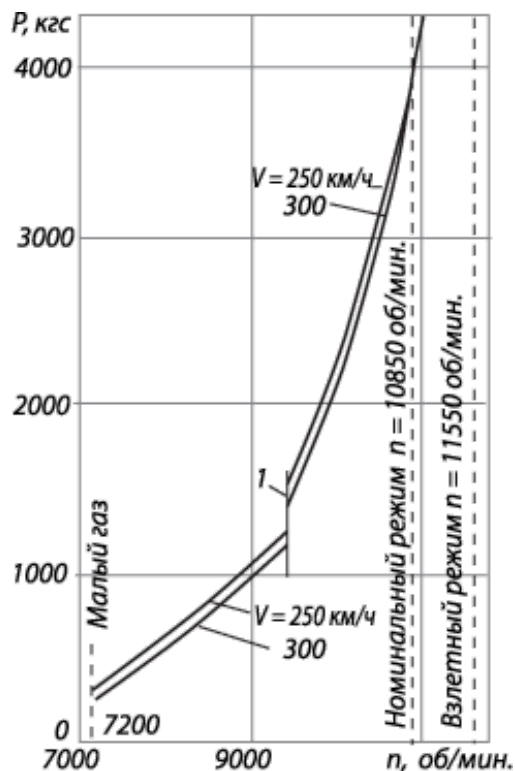


Рис.7 Зависимость тяги двигателя P от частоты вращения ротора n для $H_{МСА} = 0$;
 1 — закрытие заслонки перепуска воздуха компрессора - изменение установочного угла поворотных лопаток с 10° до 0° .

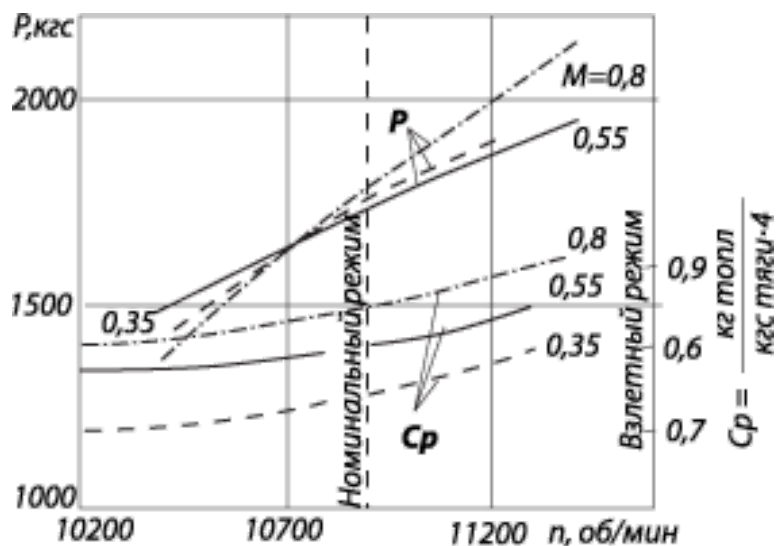


Рис.8 Зависимость тяги P и удельного расхода C_p топлива от частоты вращения ротора n для $H = 10$ км.

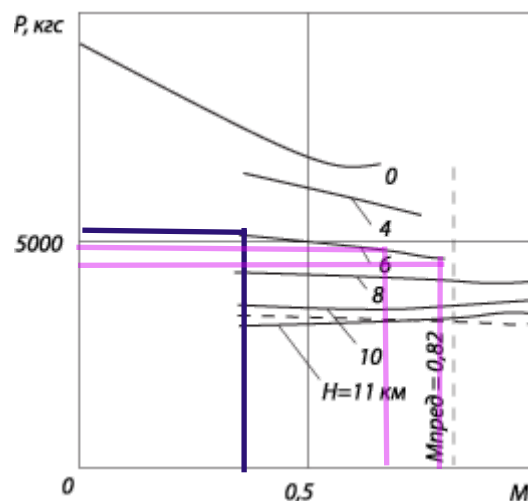


Рис.9 Зависимость тяги двух двигателей от числа M полета на высотах $H = 0..11$ км.

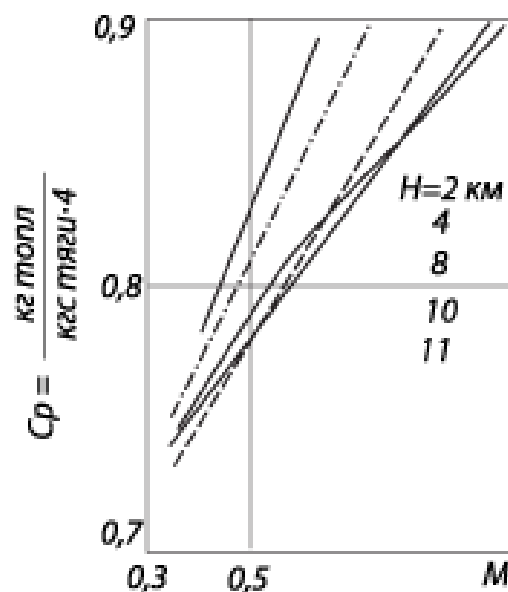


Рис.10 Зависимость удельного расхода топлива от скорости полета на разных высотах.

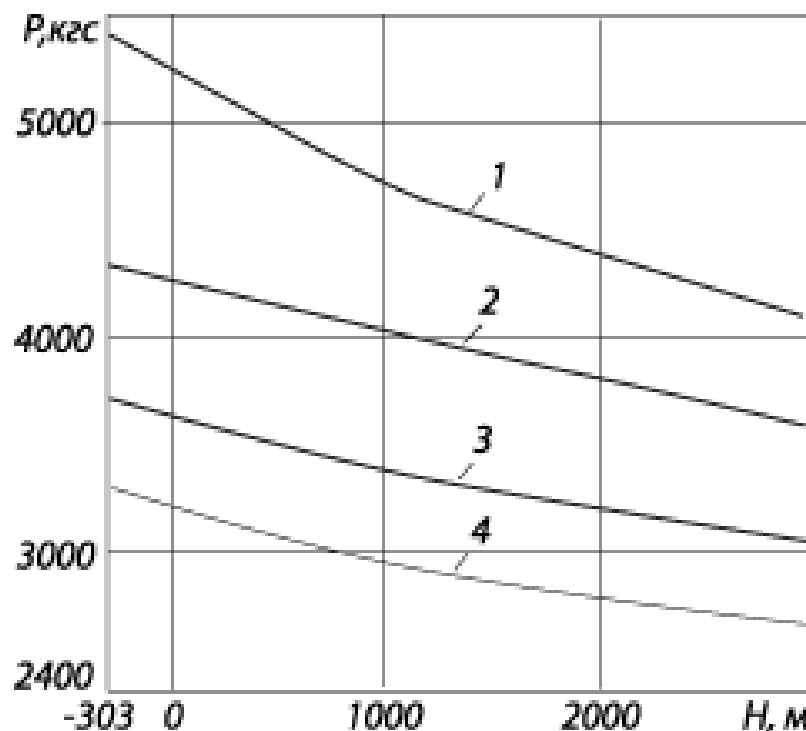


Рис.11 Зависимость номинальной тяги двигателя P от высоты H и температуры наружного воздуха для скорости полета 75 м/с (270 км/ч):
1) $t = -15^\circ\text{C}$; 2) $t = 0^\circ\text{C}$; 3) $t = +15^\circ\text{C}$; 4) $t = +30^\circ\text{C}$.

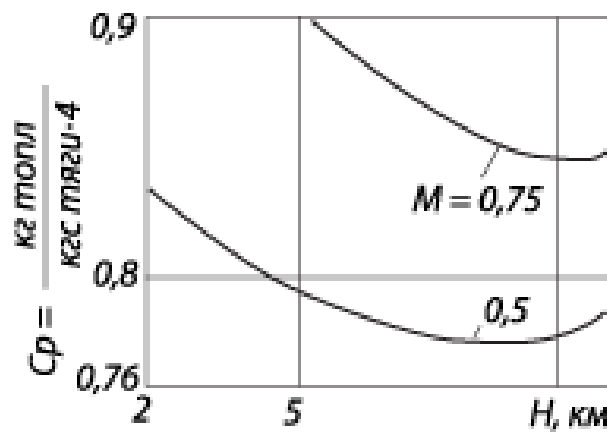


Рис.12 Зависимость удельного расхода топлива C_p на номинальном режиме от высоты полета H .

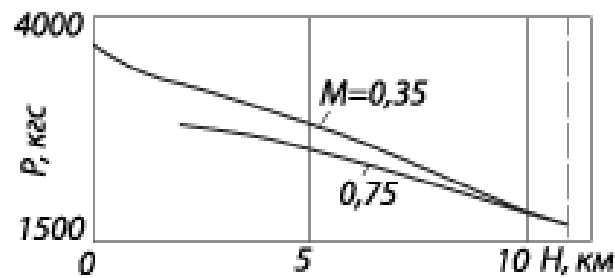


Рис.13 Зависимость тяги двигателя P (с учетом потерь на номинальном режиме) от высоты H полета.